

## 小型円環翼列風洞による超高負荷軸流タービンの空 力性能評価：翼端間隙高さと翼形状の影響

著者	陳 子豪
出版者	法政大学大学院理工学研究科
雑誌名	法政大学大学院紀要．理工学・工学研究科編
巻	61
ページ	1-7
発行年	2020-03-24
URL	<a href="http://doi.org/10.15002/00022754">http://doi.org/10.15002/00022754</a>

# 小型円環翼列風洞による超高負荷軸流タービンの 空力性能評価 -翼端間隙高さと翼形状の影響-

ASSESSMENT OF AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ULTRA-HIGHLY LOADED AXIAL  
TURBINE BY USING SMALL SIZED WIND TUNNEL FOR ANNULAR CASCADE  
-INFLUENCE OF TIP CLEARANCE SIZE AND BLADE PROFILE-

陳子豪

Shigou CHIN

指導教員 辻田星歩 教授

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

The increase of turbine blade loading by the increase of blade turning angle is effective to improve the performance of the turbine component constituting the gas turbine. However, it intensifies the secondary flows, such as passage vortex and leakage vortex. Therefore, it is necessary to clarify the influences of such secondary flows on the aerodynamic performance of ultra-highly loaded axial turbine cascade(UHLTC).

In this study, the aerodynamic performances of two types of UHLTC, Original and Up, with the blade turning angle of 160 degree were investigated by using the small sized annular turbine cascade test rig to examine the effects of the blade profile and the tip clearance size TCL on the aerodynamic loss generation. The experimental results showed that the decrease of TCL enhanced the turbine efficiency by the increase of torque and the reduction of tip leakage loss for both types of UHLTC. Moreover, the Up possessed higher efficiency than the Original due to superior torque performance and less loss generation.

**Key Words:** Gas Turbine, High Loading, Secondary Flow, Blade Profile, Tip Clearance

## 1. 緒論

世界の電力消費量は増加の一途を辿っており、近年においては経済発展が著しい新興国を中心に電力需要は増え続けている<sup>[1]</sup>。一方で、発電の際に排出される二酸化炭素による地球温暖化と大気汚染などの環境問題が深刻化している。そのため、再生可能エネルギーを利用した発電方法に対する関心が高まっているが、新エネルギーが総発電電力量に占める割合は僅かである。また、日本では東日本大震災以降、原子力エネルギーに対する安全性への疑問から、火力発電の必要性は強固になると考えられる。そのため、増え続ける電力消費に対応しつつ環境問題を解決するには、火力発電の高効率化が不可欠である。特に近年では、GTCC(Gas Turbine Combined Cycle)やIGCC(Integrated Coal Gasification Combined Cycle)など的高効率火力発電方式が多く採用されている。したがって、それらの主要構成機器であるガスタービンの性能向上は重要な課題である<sup>[2]</sup>。

ガスタービンの高性能化を実現するために、その主要構成要素であるタービンに関して、主に流体力学、熱力

学、材料強度の視点から研究が行われている。流体力学的にタービンの性能向上を図る方法の一つには、転向角の増加によるタービン翼の高負荷化がある。高負荷化によってタービン一枚あたりから得られる負荷が増加するため、翼枚数および段数の削減やタービン径の縮小を可能にし、その結果ガスタービンの小型・軽量化およびメンテナンスの簡素化が期待される。特に高バイパス比が進む航空機用エンジンにおいては、エンジンの小型・軽量化を可能にすることから貢献するところが非常に大きい。また、ガスタービンの熱効率の向上を図るためにタービン入口温度(TIT)の高温化が進められている。TITの高温化にはタービン翼の冷却が不可欠であり、冷却には主に圧縮機により圧縮された空気の一部が利用される。そのため、冷却空気量の増加は燃焼器を通過する空気量の低下を引き起こし、さらにタービン翼面から流出した冷却空気は主流ガスとの混合により損失を発生させる。したがって、冷却空気量の増加を抑える必要があり、翼枚数の削減やタービン径の縮小を可能にするタービン翼の高負荷化は有効な手段の一つと考えられ

る。しかしながら、高負荷化は翼間圧力勾配を増大させるため、翼列流路内で強い二次流れが生じ、その結果として翼列性能の低下が予想される。したがって、高効率・高負荷翼の実現には、全体性能および内部流動を明らかにし、効率向上のために必要な知見を収集する必要がある。

本研究では、小型ガスタービンへの適用を視野に入れ、外径 80mm の轉向角 160°を有する超高負荷軸流タービン円環翼列(UHLTC)を対象に、高回転域において、翼端間隙高さおよび翼負圧面形状の変化が空力性能に与える影響について調査した。

## 2. 供試翼列

本研究の評価対象である UHLTC の静翼および動翼の翼形状と円環翼列をそれぞれ Fig.1 と Fig.2 に、翼端間隙高さ  $TCL$  の定義を Fig.3 に示す。また、翼列の主な仕様を Table 1 に示す。Fig.1(b)に示した 2 種類の UHLTC の動翼は、圧力面(PS)側は同一形状であるが、負圧面(SS)側は基準の Original 翼(赤)に対して Up 翼(青)の方が、前縁(LE)から後縁(TE)までの翼面に沿った距離が長く、最大翼厚および轉向部の曲率が共に大きくなっている。静翼と動翼の翼枚数はそれぞれ 17 枚と 18 枚となっており、両翼共にスパン方向に一樣翼形状の二次元翼である。また、動翼に対して  $TCL$  を 1%, 2%および 3%に設定した。

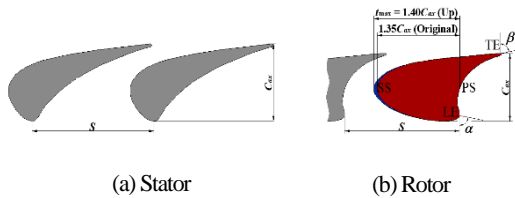


Fig.1 Profile of blades (UHLTC)

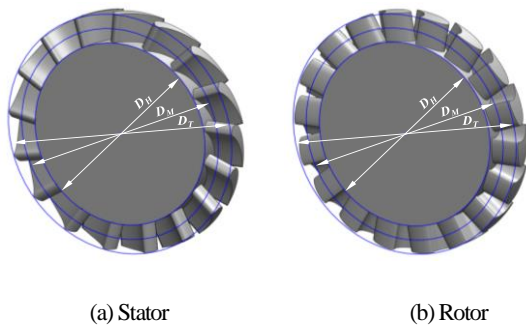


Fig.2 Annular cascades (UHLTC)

Table 1 Specification of cascades (UHLTC)

Blade Profile	Symbol	Unit	Stator	Rotor					
				Original			Up		
Tip clearance	$TCL$	[%]	0	1	2	3	1	2	3
Number of blades			17	18					
Blade axial chord	$C_{ax}$	[mm]	7.47	6.57					
Blade pitch at midspan	$S$	[mm]	13.01	12.25					
Blade span	$H$	[mm]	9.6	9.5	9.4	9.3	9.5	9.4	9.3
Tip clearance size	$\Delta H$	[mm]	0.0	0.1	0.2	0.3	0.1	0.2	0.3
Hub diameter	$D_H$	[mm]	60.8	60.8					
Midspan diameter	$D_M$	[mm]	70.4	70.4					
Tip diameter	$D_T$	[mm]	80.0	80.0					
Inlet metal angle	$\alpha$	[deg.]	0.0	0.0					
Outlet metal angle	$\beta$	[deg.]	81.94	80.0					
Design inlet flow angle	$\alpha_d$	[deg.]	0.0	0.0					
Blade maximum	$t_{max}$	[mm]	6.41	8.87			9.2		

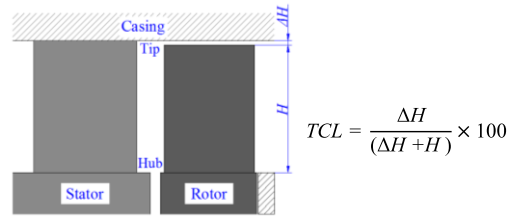
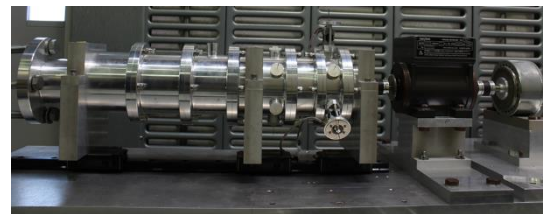
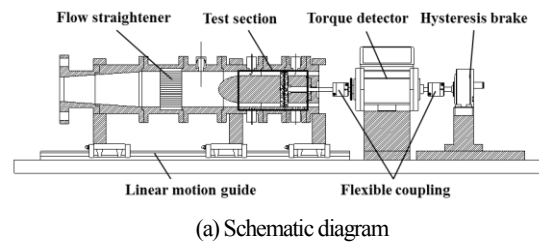


Fig.3 Definition of tip clearance size

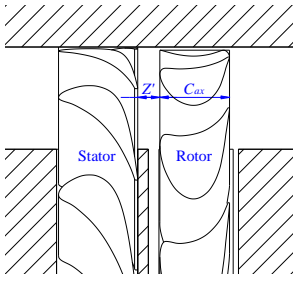
## 3. 実験装置および測定機器

本研究で使用した小型円環翼列風洞試験装置の概略図と写真を Fig.4 に示す。また、静動翼間距離  $Z$  の定義を Fig.5 に、全温および圧力の測定位置を Fig.6 に示す。試験装置測定部内のタービン段は、静翼と動翼で構成される単段軸流タービンであり、静動翼間距離  $Z$  は動翼の軸方向翼弦長  $C_{ax}$  の 30%に設定した。試験装置に供給された圧縮空気は整流格子を通過後、測定部内の静翼で膨張し、動翼を駆動させた後に大気へ放出される。測定部上流の流路中央には熱電対が、測定部のタービン段入口および出口には全圧管と静圧管が周方向にそれぞれ 3 箇所ずつ設置されている。動翼の回転数はヒステリシスブレーキにより制御した。



(b) Photograph of equipment

Fig.4 Small sized annular turbine cascade test rig



$$Z = \frac{Z'}{C_{ax}} \times 100$$

$Z'$ : Axial distance [mm]

Fig.5 Definition of axial gap between stator and rotor

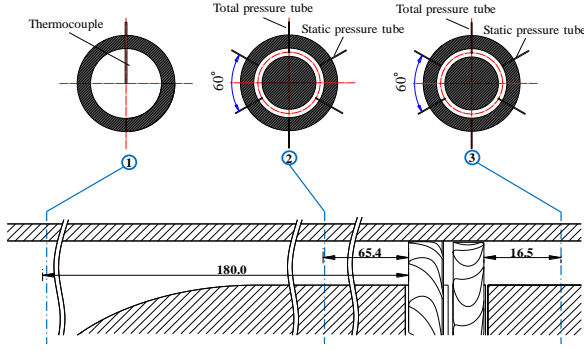


Fig.6 Measurement positions of temperature and pressure

Table 2 Test conditions

			Up			Original		
Tip clearance	TCL	[%]	1	2	3	1	2	3
Reynolds number	Re	[-]	(2.65~5.86)×10 <sup>4</sup>					
Corrected mass flow rate	G <sub>c</sub>	[kg/s]	0.022~0.042					
Initial rotational speed	N <sub>c</sub>	[rpm]	5,000	11,000	18,000	5,000	11,000	18,000

## 4. 実験条件および実験方法

### 4.1 実験条件

Table 2 に UHLTC に対する空力性能試験の試験範囲を示す. 修正質量流量の試験範囲は 0.022~0.042kg/s であり, その下限値は, 試験の最高回転数までタービンを駆動させることの出来る流量に設定した. 上限値についてはヒステリシスブレーキの許容負荷電力を超えない範囲で設定した. 修正回転数の試験範囲は 5000, 11000, 18000rpm であり, その上限値はトルクメータの許容回転数を考慮して決定した. レイノルズ数  $Re$  は, 代表長さを動翼の翼弦長, 代表速度を速度三角形に基づき計算した動翼出口での相対速度として算出した.

### 4.2 試験方法

空力性能試験は, ヒステリシスブレーキにより修正回転数を一定に制御し, 流量計の下流に設置した流量調整バルブにより修正質量流量を変化させて行なった. 測定の手順は, 修正質量流量および修正回転数を目標値に設定し, それぞれの値が安定した後, タービン段入口および出口における全圧と壁面静圧, タービン段入口の全温, およびトルクを測定した. その後, 修正回転数一定の条件下で流量を増加させ, 各設定流量において同様の測定を行った. また, タービン段出口全圧の測定に関しては, 流量の変化に伴い動翼からの絶対流出角が変化するため, 流量の変化に応じて全圧管の向きを調整した. また, 圧力および全温の測定は 300 点のデータを, トルクの測定は 100 点のデータを取

得し, その測定値の算術平均値をデータ処理に用いた.

## 5. 性能評価方法

本研究における性能評価は標準大気状態(101,300Pa, 288.15K)に修正して行った<sup>[3][4]</sup>. 修正に用いた補正係数である無次元タービン段入口温度 $\lambda$ [-]と無次元タービン段入口全圧 $\delta$ [-]を式(1)および式(2)により定義した.

$$\lambda = \frac{T_{t1}}{T_{st}} \quad (1)$$

$$\delta = \frac{P_{t1}}{P_{st}} \quad (2)$$

ここで,  $T_{t1}$  [K]はタービン段入口全温,  $T_{st}$  [K]は標準大気温度であり,  $P_{t1}$  [Pa]はタービン段入口全圧,  $P_{st}$  [Pa]は標準大気圧力である.

質量流量  $G$  [kg/s]を標準大気状態に修正した修正質量流量  $G_c$  [kg/s]は次式により算出した.

$$G_c = G \frac{\sqrt{\lambda}}{\delta} \quad (3)$$

回転数  $N$  [rpm]を標準大気状態に修正した修正回転数  $N_c$  [rpm]は次式により算出した.

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\lambda}} \quad (4)$$

トルク  $\tau$  [N·m]を標準大気状態に修正した修正トルク  $\tau_c$  [N·m]は次式により算出した.

$$\tau_c = \frac{\tau}{\delta} \quad (5)$$

比出力  $S$  [J/kg]を標準大気状態に修正した修正比出力  $S_c$  [J/kg]は次式により算出した.

$$S_c = \frac{2\pi N_c \tau_c}{60 G_c} \quad (6)$$

タービン段の全圧膨張比  $\pi$  [-]は次式により算出した.

$$\pi_t = \frac{P_{t1}}{P_{t2}} \quad (7)$$

ここで,  $P_{t2}$  [Pa]はタービン段出口全圧である.

タービン段のエンタルピー降下  $\Delta h$  [J/kg]は次式により算出した.

$$\Delta h = c_p T_{t1} \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} \quad (8)$$

ここで,  $c_p$  [J/kg·K]は定圧比熱,  $\kappa$  [-]は比熱比である.

タービン段効率  $\eta_c$  [%]は次式により算出した.

$$\eta_c = \frac{S_c}{\Delta h} \times 100 \quad (9)$$

動翼への相対流入角  $\gamma$ [deg.]は次式により算出した。

$$\gamma = \tan^{-1}(\tan \beta_s - \frac{1}{\phi}) \quad (10)$$

ここで、 $\beta_s$ [deg.]は静翼流出角であり、 $\phi$ [-]は軸方向速度  $V_z$ [m/s]と動翼の Midspan における周速度  $U_M$ [m/s]を用いて次式で定義される流量係数である。

$$\phi = \frac{V_z}{U_M} \quad (11)$$

## 6. 実験結果および考察

### 6.1 トルク性能

Fig.7 に 3 種類の翼端間隙高さ  $TCL$  における各翼形状の修正トルク  $\tau_c$ と流量係数  $\phi$ の関係を、修正回転数  $N_c$ をパラメータとして示す。また、Fig.8 に動翼からの絶対流出角  $\theta$ と修正回転数  $N_c$ の関係を、各  $N_c$ の最大流量時 ( $G_c=0.042\text{kg/s}$ )の結果を例に示す。

Fig.7 において、基準となる Original 翼に対して  $TCL$  の変化による  $\tau_c$ への影響に着目すると、全ての  $N_c$ において  $TCL$  の減少に伴い、 $\tau_c$ が増加している。この原因として、 $TCL$  の減少は翼高さを増加させ、さらに翼端間隙を通過する流れの減少により翼間通過流量を増加させるためと考えられる。また、Fig.8 から  $TCL$  の減少により動翼からの絶対流出角  $\theta$ が増加していることが分かる。一般的に流れは翼間流路後半部において間隙内から翼間流路内に流出し、主流と干渉することにより流れ渦を形成すると共に、主流の流れ角を減少させる。したがって、 $TCL$  の減少に伴う  $\theta$ の増加は流れの減少に起因するものと考えられ、この減少傾向も  $TCL$  の減少に伴うトルク増加を引き起こす原因と考えられる。

つぎに Fig.7 において Original 翼から Up 翼への翼形状の変化による影響に着目すると、各  $TCL$  で Original 翼に比べて Up 翼の  $\tau_c$ の方が大きくなっている。これは Fig.8 より、各  $TCL$  における  $\theta$ が Up 翼の方が Original 翼より大きくなっていることと関係づけられる。この原因としては、最大翼厚については Up 翼の方が大きいため翼間内の流路方向の流路断面積の減少率が大きく、それに伴い増速率も高くなるためと考えられる。この Original 翼から Up 翼への翼形状の変化が、トルクおよび出口流出角を増加させる傾向は、同翼に対する数値解析結果とも一致している<sup>[5]</sup>。

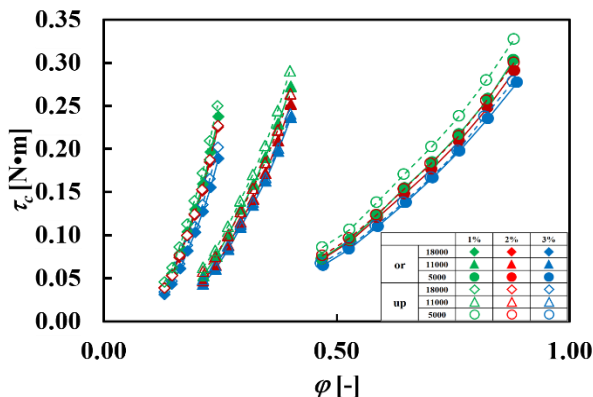


Fig.7 Corrected torque

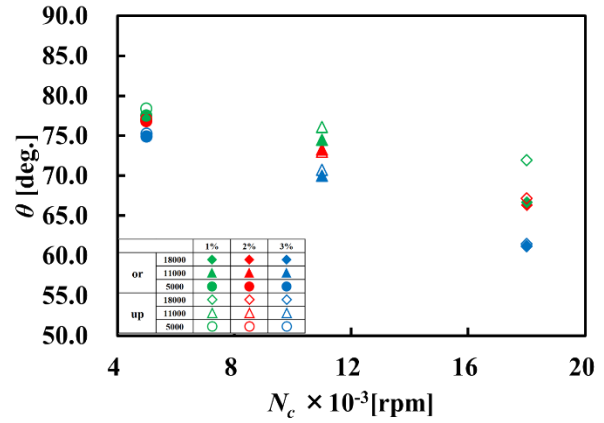


Fig.8 Absolute flow angle at rotor outlet( $G_c=0.042\text{kg/s}$ )

また、Original 翼で見られた  $TCL$  の減少に伴いトルクが増加する傾向は、Up 翼においても同様であるが、より顕著に表れていることが分かる。これは  $TCL$  を極力小さくすることにより Up 翼によりトルク性能を効果的に向上できることを示している。

### 6.2 空力損失

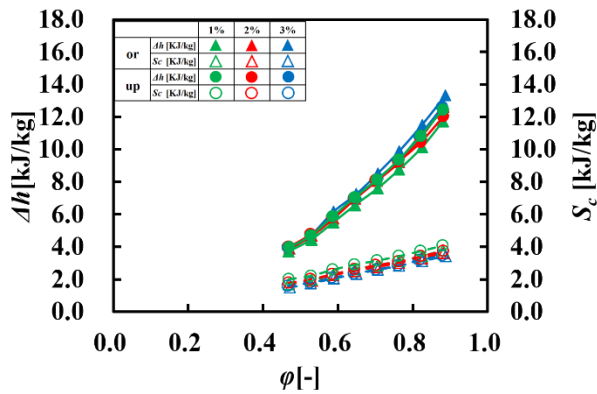
翼端間隙高さ  $TCL$  および翼形状の変化が UHTLC の空力学的損失生成に与える影響について考察する。Fig.9 に 3 種類の  $TCL$  における各翼形状に対する流量係数  $\phi$ とタービン段内の比エンタルピー降下  $\Delta h$  および修正比出力  $S_c$ の関係を、修正回転数  $N_c$ 毎に示す。 $\Delta h$ と  $S_c$ の差で定義される  $\Delta L$ がタービン段における空力損失に比例すると仮定して、Fig.10 に 3 種類の  $TCL$  における各翼形状に対する  $\phi$ と  $\Delta L$ の関係を示す。

Fig.9 と Fig.10 において、基準となる Original 翼に対して  $TCL$  の変化による  $\Delta h$ と  $S_c$ および  $\Delta L$ への影響に着目すると、全ての  $N_c$ において  $TCL$  の減少に対して、 $S_c$ については増加しているが、 $\Delta h$ については一定の傾向は見られない。一方、空力損失  $\Delta L$ については、全ての  $N_c$ において  $TCL$  の減少に伴い減少していることが分かる。これは、 $TCL$  の減少に伴い翼端間隙を通過する流れおよび流れ渦が抑制され、それらに起因する損失が低減したためと考えられる。

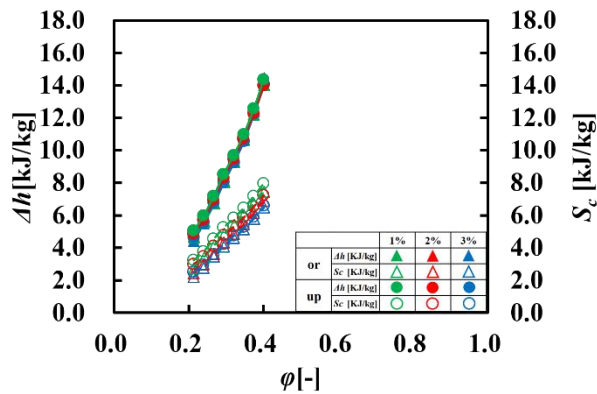
つぎに Fig.9 と Fig.10 において、Original 翼から Up 翼への翼形状の変化による影響に着目すると、前述の Original 翼が  $TCL$  の変化に対して示した傾向は、Up 翼においても同様にみられる。定量的には空力損失  $\Delta L$ は、全ての  $N_c$ に対して各  $TCL$  において Up 翼の方が Original 翼より減少している。この主な原因は Up 翼の方が Original 翼より最大翼厚が大きいため、翼間へ流入する付近から翼間流路前半部にかけての流路の拡大率が小さくなり、それに伴い逆圧力勾配が低下することにより Hub 壁上での境界層の発達抑制が抑制されるため<sup>[6]</sup>、その結果、流路渦及び馬蹄形渦が弱くなり、それらに起因する損失が低下したためと考えられる。さらに、Up 翼と Original 翼との間で、 $TCL$  の 1%から 3%への増加に対する  $\Delta L$ の増加量を比較すると、Up 翼の方が小さくなっている。したがって、 $TCL$  の変化が流れ



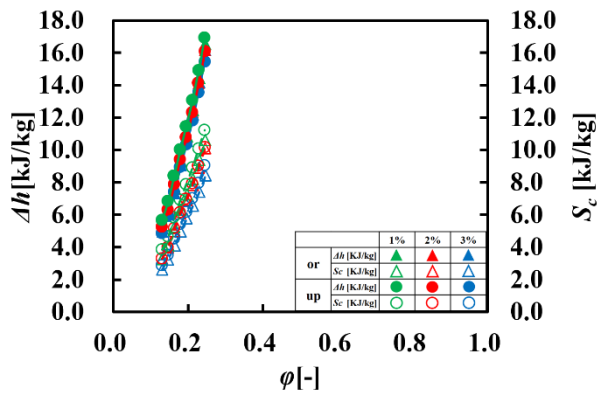
流れ及び流れ渦に起因する損失に与える影響は、Up 翼の方が小さいと考えられる。



(a)  $N_c=5000\text{rpm}$



(b)  $N_c=11000\text{rpm}$



(c)  $N_c=18000\text{rpm}$

Fig.9 Enthalpy drop and specific power

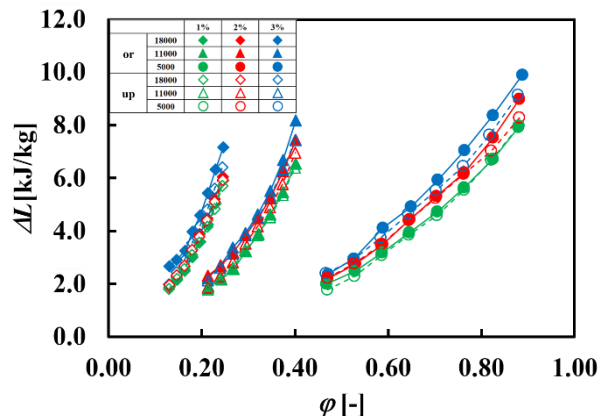


Fig.10 Aerodynamic loss for flow coefficient

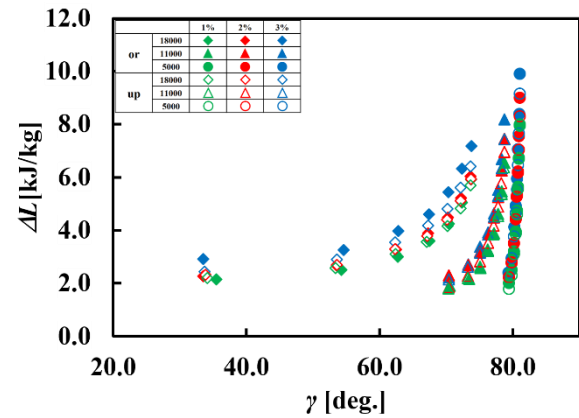


Fig.11 Aerodynamic loss for relative inlet flow angle

つぎに、UHLTC 内で発生する流路渦や流れ渦などに起因する二次流れ損失は入射角の影響を強く受けることが直線翼列に対して示されている<sup>[7]</sup>。そこで空力損失 $\Delta L$ と動翼への相対流入角 $\gamma$ の関係を、 $N_c$ をパラメータとして Fig.11 に示す。

Fig.11 において Original 翼に対して $\gamma$ の変化による影響に着目すると、 $\gamma$ の増加は $\Delta L$ を増大させ、さらに $\gamma$ が設計流入角に近づくにしたがって $\Delta L$ の増大率を上昇させる傾向を示している。これは、 $\gamma$ の増加に伴う翼負荷の増加により翼面間圧力差が大きくなり、翼端間隙を通過する流れおよび流れ渦が増強されることで、それらに起因する損失が増大したことが一つの要因として考えられる。また、 $\gamma$ の増加は翼間入口付近における1ピッチ分の流路幅の流路方向拡大率を増加させる。その結果、Hub 壁面上の流入境界層の発達を促進し、翼間内で発生する流路渦が増強するため、それに起因する損失が増大する。これも  $\gamma$ の増加に伴う $\Delta L$ の増大の原因として考えられる。また、Fig.7 と Fig.10 および Fig.11 の比較から、同一回転数  $N_c$  において同一流量係数 $\phi$ 、つまり同一流入角 $\gamma$ に対して  $TCL$  の減少に伴う $\Delta L$ の低下量を比較すると、やはり $\phi$ と $\gamma$ が共に高くなるにしたがって大きくなっていることが分かる。したがって、流量の増加と流入角の増加により高負荷になるにしたがって翼面間圧力差が大きくなり、流れおよび流れ渦が強い運転状態になるほど、 $TCL$ の減少に伴う損失低減効果が大きくなると考えられる。

つぎに Fig.11 において、Original 翼から Up 翼への翼形状の変化による影響に着目すると、翼形状の違いが相対流入角 $\gamma$ に与える影響は小さいことが分かる。前述の Original 翼が $\gamma$ の変化に対して示した傾向は、Up 翼においても同様に見られる。また、同一流入角 $\gamma$ に対して  $TCL$  の減少に伴う $\Delta L$ の低下量が $\phi$ と $\gamma$ の増加と共に大きくなる傾向も同様であるが、その低下量は Up 翼の方が小さい。これは、前述の通り  $TCL$  の変化が流れ及び流れ渦に起因する損失に与える影響は Up 翼の方が小さいためと云える。

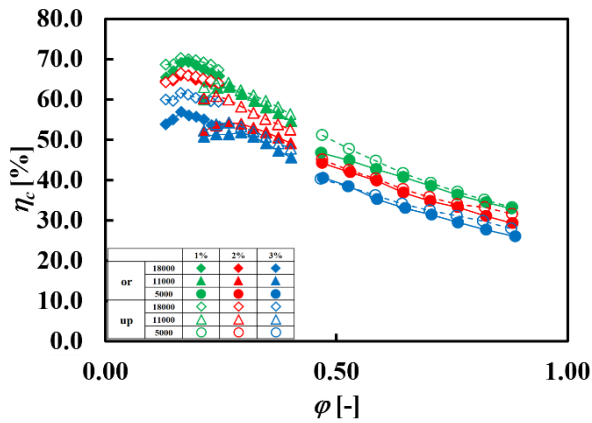


Fig.12 Turbine efficiency for flow coefficient

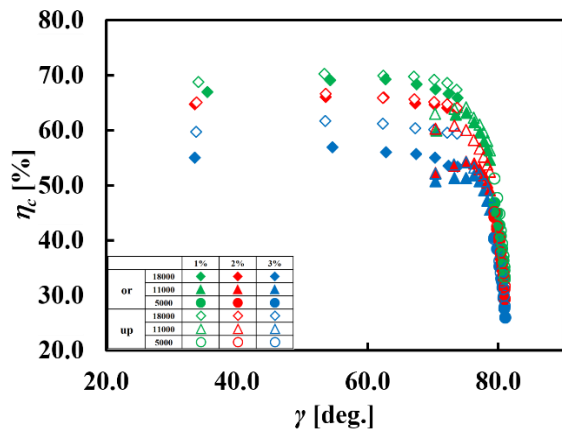


Fig.13 Turbine efficiency for relative inlet flow angle

### 6.3 タービン段効率

Fig.12 に 3 種類の  $TCL$  における各翼形状に対する流量係数  $\phi$  とタービン段効率  $\eta_c$  の関係を、修正回転数  $N_c$  をパラメータとして示す。Fig.13 には 3 種類の  $TCL$  における各翼形状に対する相対流入角  $\gamma$  とタービン段効率  $\eta_c$  の関係を、修正回転数  $N_c$  をパラメータとして示す。

Fig.12 において、基準となる Original 翼に対して  $TCL$  の変化による効率  $\eta_c$  への影響に着目すると、最高効率点はすべての  $TCL$  において  $\phi=0.2$  付近に存在しており、高回転数の低流量係数域で高い効率を有することが分かる。また、効率  $\eta_c$  は  $TCL$  の減少と共に増加しており、 $TCL$  の 3% から 1% の減少により約 10% 程度の効率の向上が見られる。この原因は先に述べた、 $TCL$  の減少に伴う修正出力  $S_c$  の増加と空力損失  $\Delta L$  の減少によるものと考えられる。Fig.13 より、 $\eta_c$  は設計流入角である  $80^\circ$  より小さい  $\gamma$  に対して最大値を示している。 $\eta_c$  の変化の挙動は  $\gamma$  の増加に対して  $75^\circ$  付近を境に著しく低下している。これは、同付近から  $\gamma$  の増加に対して  $\Delta L$  の増加率が顕著に高くなるためと考えられる (Fig.11)。これは先にも述べたように、 $\gamma$  の増加は翼間入口付近における 1 ピッチ分の流路幅の流路方向拡大率を増加させるため、Hub 壁面上の流入境界層の発達を促進し、翼間内で発生する流路渦が増強し、それに起因する損失が増大するためと考えられる。

つぎに Fig.12 において、Original 翼から Up 翼への翼形状の変化による影響に着目すると、Up 翼においても最高効率点は  $\phi=0.2$  付近に存在しており、また、 $TCL$  の減少と共に効率  $\eta_c$  は増加している。定量的には Up 翼の方が全体

的に高い効率  $\eta_c$  を示している。これは前述の Up 翼の方が、トルク性能が高く空力損失が小さいことに起因する。また、 $TCL$  を増加させたときの効率の低下量が Up 翼の方が小さいことが分かる。これも前述の  $TCL$  の増加に対する  $\Delta L$  の増加量が Up 翼の方が小さくなったことと関連付けられる。また、Fig.13 から Up 翼においても  $\gamma$  の増加に対する  $\eta_c$  の変化の傾向は Original 翼と同様であるが、同一流入角に対して Up 翼の方が高い効率を示している。これは同一流入角に対して Up 翼の方が Original 翼より Hub 壁上での境界層の発達が抑制され、流路渦が抑えられるためと考えられる。

### 7. 結論

以上、本研究により以下の結論を得た。

- (1) 翼端間隙高さの減少は、漏れ流れを減少させると共に翼間通過流量を増加させることによりトルク性能を向上させる。また、この傾向は Up 翼の方が強い。
- (2) Original 翼に比べて最大翼厚が大きい Up 翼の方が、翼間流路内での増速率が高いためトルク性能が高くなる。
- (3) 翼端間隙高さの増加は、漏れ流れおよび漏れ渦を増強させることにより空力損失を増加させる。また、この傾向は Up 翼の方が弱い。
- (4) 流量の増加と流入角の増加により高負荷になるにしたがって、翼面間圧力差が大きくなり、漏れ流れおよび漏れ渦が強い運転状態になるほど、翼端間隙高さの減少に伴う損失低減効果が大きくなる。この傾向は Up 翼の方が弱い。
- (5) 最高効率点は翼端間隙高さに関係なく流量係数 0.2 付近に存在し、高回転数の低流量係数域で高い効率を示す。また、翼端間隙高さを翼流路高さの 3% から 1% に減少させることにより、効率が 10% 程度向上する。
- (6) Original 翼に比べて Up 翼の方が、トルク性能が高く空力損失が小さいため効率が高い。
- (7) 翼端間隙高さの増加に対して、Original 翼に比べて Up 翼の方が、空力損失の増加量が小さいため、効率の低下量も小さい。

### 参考文献

- [1] 経済産業省、国際エネルギー動向、平成 30 年度エネルギーに関する年次報告、2019、pp.170-220。
- [2] 次世代火力発電に係る技術ロードマップ 技術参考資料集 平成 27 年 7 月、pp.2-21
- [3] 山本孝正、高原北雄、能瀬弘幸、井上重雄、臼井弘、三村富嗣雄、空冷軸流タービンの空力性能に関する研究 (第一報 空冷タービンの設計および冷却空気を流さない場合の全体性能に関する実験的研究)、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-321(1973)、pp.1-20。
- [4] 井上重雄、臼井弘、西村英明、山本孝正、蓑田光弘、高原北雄、能瀬弘幸、竹嶋健次郎、殿村兆史、高負荷低圧タービンの研究開発(III) 全体性能試験、航空宇宙技術研究所資料、NAL TM-493(1983)、pp.1-17。

- [5] 辻田星歩, 水木新平, 山本孝正, 超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析, 日本機械学会論文集(B 編), Vol.70, No.697(2004), pp.2332-2340.
- [6] 高野竜太郎, 超高負荷タービン円環翼列内の流れの数値解析 翼端間隙高さと翼形状の影響, 法政大学大学院修士論文(2012) .
- [7] 辻田星歩, 林宏樹, 山本孝正, 超高負荷タービン翼列内の二次流れと損失生成への入射角の影響, 日本機械学会論文集(B 編), Vol.79, No. 800(2013), pp.577-593.